

超音速複葉機の3次元翼形状設計

著者	丸山 大悟, 松島 紀佐, 楠瀬 一洋, 中橋 和博
雑誌名	SENAC : 東北大学大型計算機センター広報
巻	43
号	1
ページ	11-17
発行年	2010-01
URL	http://hdl.handle.net/10097/00124556

[共同研究成果]

超音速複葉機の 3 次元翼形状設計

丸山大悟¹, 松島紀佐², 楠瀬一洋³, 中橋和博¹

¹ 東北大学大学院工学研究科, ² 富山大学大学院理工学研究部(工学)

³ 元東北大学流体科学研究所, 現在防衛省技術研究本部

衝撃波, 膨張波を複葉翼の翼間で相殺することで, 超音速飛行特有のソニックブーム, 造波抵抗を大幅に低減することが可能となる Busemann 複葉翼について, 数値流体力学 (CFD) と逆問題設計法を用いて実用化に向けての空力性能改善を行った. ここでは東北大学サイバーサイエンスセンターの SX-9 を用いて得られた結果の概要を述べる.

1. はじめに

唯一の超音速旅客機であったコンコルドが 2003 年にその航行を終えた. 現在超音速旅客機の研究は日本や欧米において行われてはいるが, 実用化には至っていない. このような状況下で, 近年航空機輸送の需要はますます高まってきており, 大型化, 高速化が求められている. 超音速旅客機実現へ向けての大きな問題としては, 地表に大きな爆音をもたらすソニックブームと, 消費燃料効率の低下を招く多大な造波抵抗がある. 両者は共に超音速飛行時特有の現象であり, 航行時の強い衝撃波・膨張波に起因しており, 将来の超音速飛行実現のためにはこれらを低減する他はない. 機体をビジネスジェットクラスに小型化することで, 上記の問題は共に低減できることが示されているが, コンコルドのような大型超音速旅客機においては, 未だ大きな解決の糸口は見つかっていない.

1935 年に A.Busemann によって示された Busemann 複葉翼がある[1]. これは複葉の翼間で衝撃波と膨張波を干渉させることで両者を相殺し, ソニックブーム, 造波抵抗を大幅に低減することができるという翼である. Busemann 複葉翼について 1970 頃までに幾つかの研究が行われてきたが, 残念ながら実現には至っていない. 2004 年に楠瀬博士 (元東北大学流体科学研究所招聘教授) によって, Busemann 複葉翼の理論を用いた超音速旅客機の研究が東北大学において始まった[2,3]. この 50 年間に進歩した計算機や数値計算技術を用いて, 実用的な超音速旅客機を提案しようというのがこの研究の目的である.

本稿では数値流体力学 (CFD) と逆問題設計法を用いた 3 次元複葉翼設計と, 将来的な機体形状を考慮しての胴体と複葉翼との干渉計算結果の例を紹介する. 流体計算には TAS code (Tohoku Aerodynamic Simulation code)[4-7]を用いており, 本稿では全て非粘性解析の結果について議論する. また, 複葉翼の巡航マッハ数は 1.7 を想定しており, 本稿では全てマッハ数 1.7 での解析結果である.

2. 逆問題設計法を用いた翼形状設計

逆問題設計法とは, 得られたい圧力分布を実現する翼型を設計する手法である. 本研究においては, ある複葉翼形状を初期形状とし, 空力性能改善を目指して設定した圧力分布を実現する形状を設計する. 逆問題設計法の原理は超音速流における薄翼理論を用いており, 微小擾乱の形式とすることで, 複葉翼といった干渉効果のある場合においても, 目標とする圧力分布に実現することが期待される[8,9]. まず 2 次元翼型断面を設計し, その翼型を 3 次元形状に適用し, その 3 次元翼に対してさらにスパン方向各 10 断面逆問題設計を行うことで, 翼形状の修正を行った. 本稿では設計された 2 次元翼型断面[10]を用いた 3 次元翼形状を初期形状とし, 上下各翼の 10 断面において, 新たに目標圧力分布を設定することで設計を行った結果について紹介する.

まず初めに Busemann 複葉翼について概要を述べる. 1 章でも述べた通り, Busemann 複葉翼はその翼間で衝撃波と膨張波を干渉させることでそれぞれの波を相殺し, 結果的にそれらの波に

起因するソニックブーム、造波抵抗を大幅に減少させることができる翼型である。この翼型を 3 次元翼に拡張したものを図 1 に示す。翼型は楔形の三角形形状で、互いの肩の部分の内側に向け、翼の前縁から生じた衝撃波が肩から生じる膨張波と干渉するように、翼間が決定されることになる。これは前縁から生じる衝撃波の角度が、流入マッハ数と前縁の楔角の角度で一意に決まるためである。Busemann 複葉翼は体積に依存する造波抵抗を大幅に低減することができる。また 1955 年に、Licher により揚力を持った場合に、Busemann 複葉翼の体積に依存する造波抵抗の低減だけでなく、揚力に依存する造波抵抗をも低減することができる複葉翼が提案された[11]。この翼型は実用的な揚力を持つ場合において最適な翼型の一つであると考えられ、この翼型を Licher 複葉翼と呼ぶことにする。2 次元逆問題設計における初期形状にはこの Licher 複葉翼を用いている。なお、図 1 における翼厚比を示す t/c は約 10% である。

続いて 2 次元翼型設計に関する概要を述べる。2 次元翼型設計においては初期形状を Licher 複葉翼とし、上下翼それぞれに逆問題設計を施して、揚力係数、揚抗比ともにより高い値を実現する形状の設計を行った。複葉翼の空力性能改善のコンセプトは 2 つあり、まず翼下面から生じる衝撃波を出来るだけ増大させないため、迎え角を増加させずに揚力係数を増加させること、そして揚抗比を増大させることである。図 2 に初期形状、設計翼形状とそれぞれの圧力分布を示す。設計翼の圧力分布はほぼこちらで設定した目標圧力分布を示しており、そのコンセプトは半コード長付近の圧力ピークの除去と、上翼における後縁付近の揚力を増加させる分布の設定である。初期形状の揚力係数(C_L)、揚抗比(L/D)はそれぞれ $C_L=0.0812$, $L/D=18.1$, 設計翼についてはそれぞれ $C_L=0.115$, $L/D=21.7$ である。この 2 次元設計翼を 3 次元に拡張したものを 3 次元逆問題設計の初期形状とし、3 次元翼において設計断面を増やし、逆問題設計を行った。初期形状の揚力係数、揚抗比はそれぞれ $C_L=0.111$, $L/D=17.9$ である。以下、この翼を初期形状とした逆問題設計の手順と目標圧力分布の設定について述べる。

図 3 に具体的な逆問題設計手順を示す。対象は複葉翼であるので、上下翼共に設計する必要がある。本研究では、共にスパン方向の等間隔に 10 断面目標圧力分布を設定している。1 回の逆問題設計で 10 断面同時に設計し、これを 1 回の反復計算とする。まず初めに、下翼を初期形状のまま固定し、上翼の 10 断面に目標圧力分布を設定し、各反復計算において得られる形状が実現する圧力分布が、目標圧力分布に収束するまで設計を繰り返す。次に、ここで得られた形状（上翼のみ設計された形状）において、下翼の圧力分布をもとに下翼が得るべき目標圧力分布を設定し、今度は上翼形状を固定して再度、下翼が目標圧力分布を実現するまで反復計算を行う。本設計は 2 枚翼であるために、多要素からの流れの干渉が生じることと、3 次元形状であるためにその 3 次元性により収束までの反復計算の回数が増えてしまうことが懸念される。実際に今回の逆問題設計例では上翼、下翼各 14 回ずつ、計 28 回反復計算を行っており、2 次元一枚翼の場合は 1 回からせいぜい 3, 4 回の反復計算で収束するのに対して非常に多くの CFD 計算を要する。なお、流体計算に用いる計算格子は 110 万点ほどであり、1 反復計算において、SX-9 の 1CPU を用いて 4 時間ほどである。一般的には逆問題設計法は他の最適化手法等と比べて、比較的少ない流体計算で設計が可能であるが、今回の複葉翼といった、流れ場が多要素から影響を受ける場合には多くの反復計算が必要となる。SX-9 を用いることで、設定した目標圧力分布 1 ケースにおいて、1 週間以内で目標圧力分布を得ることができ、効率的に設計を行うことができる。

続いて、目標圧力分布の設定と結果の概要を述べる。目標圧力分布の設定重要なコンセプトとしては、3 次元複葉翼ならではの良い空力特性を持つ領域の圧力分布を、他の領域に適用することである。図 4 に初期形状の翼内側表面圧力可視化図と圧力分布を示す。また、図 5 に 14 回ずつの反復計算後に得られた翼内側表面圧力可視化図、圧力分布と、我々が設定した目標圧力分布を示す。目標圧力分布の設定には半コード長付近の圧力ピークの除去と、上翼において半コード長より後ろの部分の圧力分布を、すべて半スパン方向 50% の圧力分布と同様の分布に揃えることとした。前者は 2 次元翼型設計でも用いたコンセプトであり、3 次元性によって再度生じた圧力ピークを除去することにより、翼間で衝撃波、膨張波の適切な干渉を可能としている。後者は空力性能の大きな改善を見込んでおり、3 次元複葉翼設計において新たに導入したコンセプトであ

る．図 5 に示す実現形状の圧力分布を見てわかるとおり，上下翼それぞれ 14 回の反復計算で，得られた翼の各断面において，目標圧力分布を達成していることがわかる．翼形状もそれに伴って図 6 に示すような断面形状に変化している．

最後に，得られた形状について翼根でのみ初期形状よりも性能が劣化してしまったため，目標圧力分布の設定が悪かったとみなし，初期形状に戻すこととした．この形状を最終的な設計翼とする．図 7 にスパン方向の揚力係数(C_l)，抵抗係数(C_d)，揚抗比(L/d)分布のグラフを示す．揚力係数，抗力係数の分布において，翼根付近 ($0 < y/c_{root} < 0.8$) では揚力係数の増加を実現し，それ以外の領域 ($0.8 < y/c_{root} < 1.6$) では抵抗係数の減少を達成している．揚抗比分布のグラフを見ると，どの断面においても揚抗比が初期形状より増加しており，逆問題設計を行うことで空力性能の大きな増加が見込まれる．設計された翼の翼全体としての揚力係数，揚抗比はそれぞれ， $C_L=0.125$ ， $L/D=18.4$ であり，共に初期形状と比べて大きく増加させることが出来た．

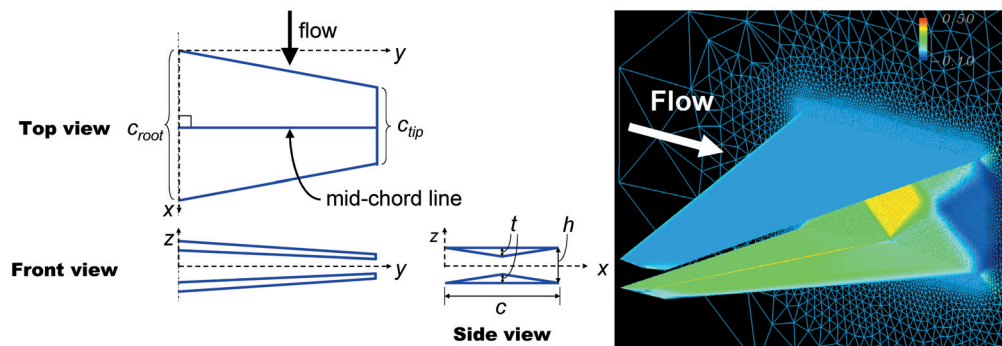


図 1 3 次元 Busemann 複葉翼の三面図，格子と圧力可視化図

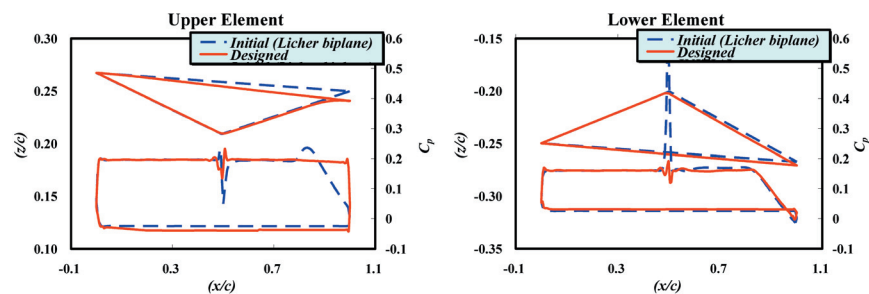


図 2 2 次元設計翼型形状（3 次元複葉翼設計初期断面形状）とその圧力分布

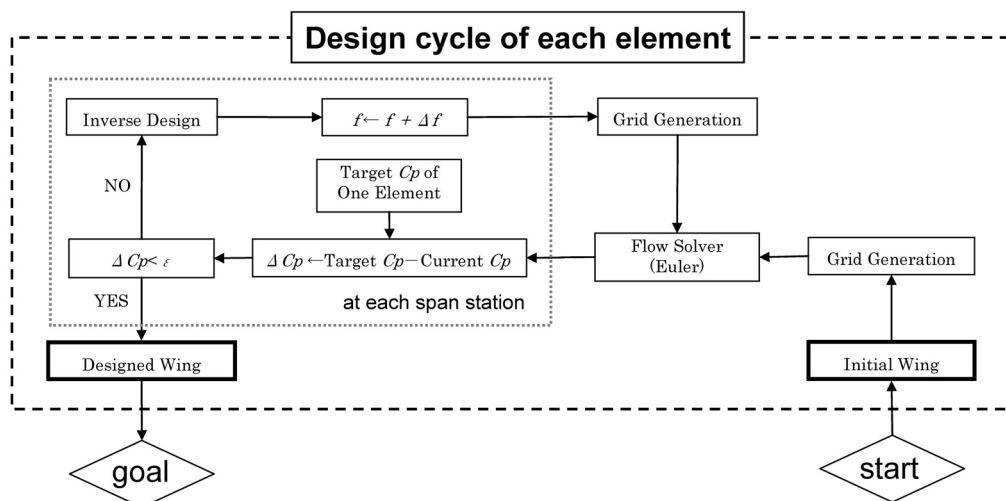
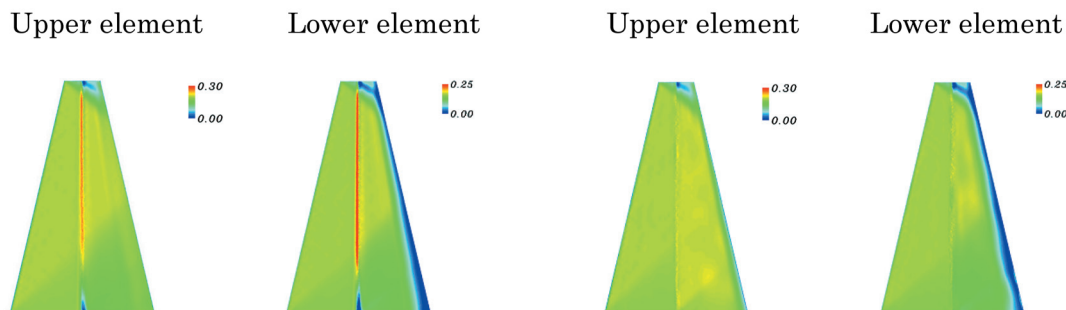
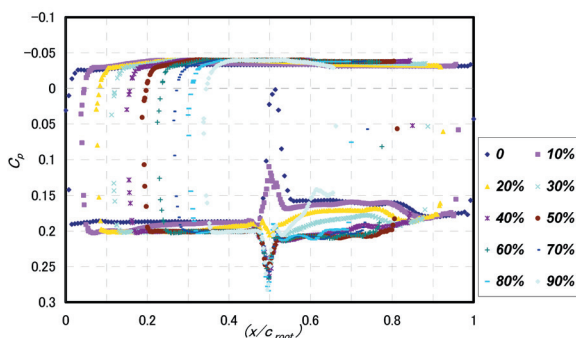


図 3 3 次元複葉翼の一要素あたりの設計流れ図

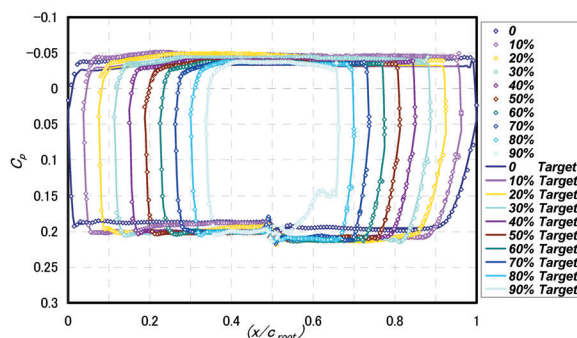


(a) Upper element

(a) Upper element



(b) Lower element



(b) Lower element

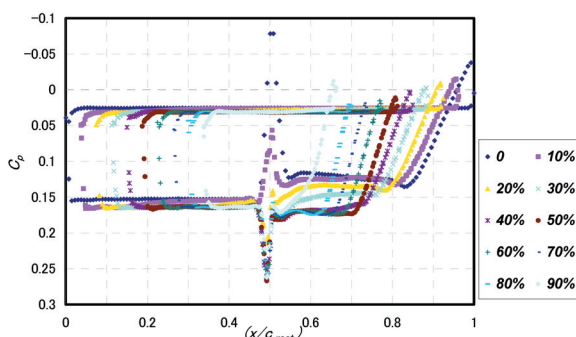
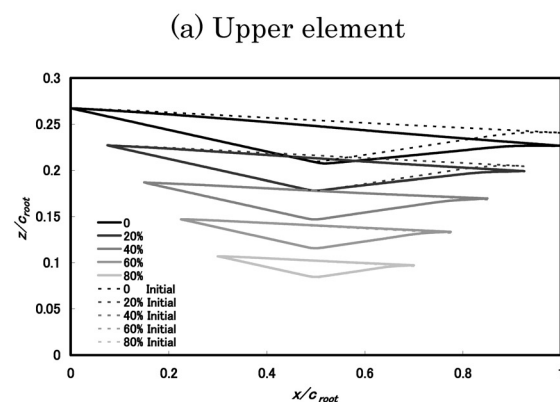
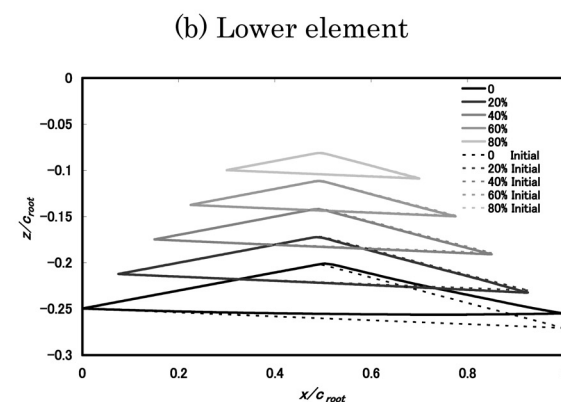


図4 初期形状の翼内側表面圧力可視化図と、各スパン方向断面圧力分布

図5 設計形状の翼内側表面圧力可視化図と、各スパン方向断面圧力分布、目標圧力分布

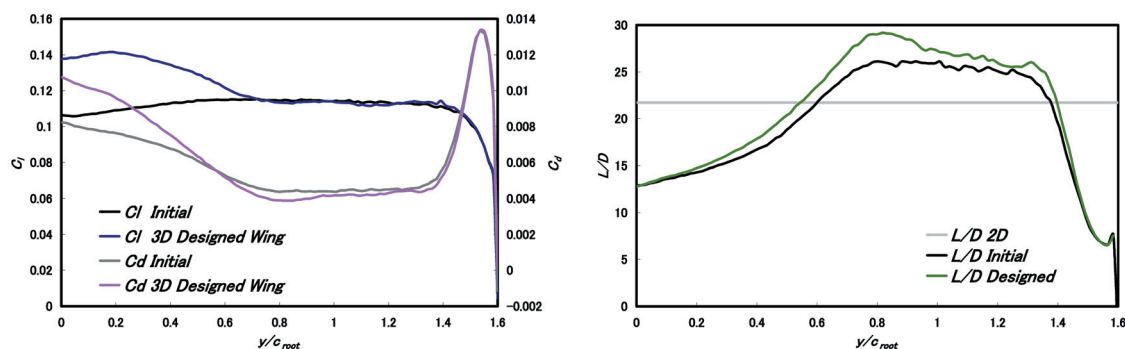


(a) Upper element



(b) Lower element

図6 各14回の反復計算で設計された形状（各翼において5断面のみ掲載）

図7 スパン方向揚力係数(C_l), 抵抗係数(C_d), 揚抗比(L/d)の分布

3. 胴体と複葉翼との干渉効果の検証

実的な超音速旅客機実現のための初期研究として, 強い衝撃波, 膨張波を発生する胴体形状と, 複葉翼との干渉効果の検証結果例を紹介する. ここでは, 胴体の影響を受けた際に翼のみの空力性能がどのように変化するかを調べている. また, 翼端付近の空力性能をより改善するために, 翼端板の取り付けを試みており, 胴体からの波との干渉においてどのようにそれが影響するかも述べる. なお, 本章で用いた胴体形状には小高氏, 楠瀬氏によって提案された胴体形状を用いている[12].

図8は翼端板有りの場合における, 衝撃波・膨張波の影響領域を示した圧力可視化図を示す. 翼の取り付け位置は3種類あり, (a)翼の大部分の領域において衝撃波の影響を受けている. (b)翼端の一部分の領域において衝撃波の影響を受けている. (c)衝撃波の影響を受けていない. なお, どの場合においても膨張波の影響を部分的に受けている. 翼端板の有無に関わらず, (c)の膨張波のみの影響を受けている場合が, 翼単体の空力性能よりも良い結果を示すこととなった. なお, 翼端板がある場合は全体的に翼端での空力性能を改善する効果があるが, 図9に示すように(a)においては衝撃波が翼端板で反射することにより圧力が倍増し, そこで亜音速領域が広がることにより流れがチョークする. 結果として抵抗係数はチョークしない場合と比べて何十倍にもなり, 複葉翼の利点である, 衝撃波, 膨張波の相殺効果による抵抗低減は実現されなくなる. (b)においても翼端板により衝撃波が反射しているがチョークはしておらず, 抵抗係数はこの効果により減少する. しかしながら, チョークし易い不安定な状態であると言える. (c)は衝撃波の影響を受けないためチョークの問題もない上, 抵抗係数も翼単体と比べて改善される. 結果的に, 翼が胴体から生じる膨張波の影響を受けているときに, 翼単体よりも高い空力性能を示すことが確認された.

最終的に, 2節で設計した翼形状を(c)において適用し, 胴体との干渉効果を考慮することで $C_l=0.131$, $L/D=20.8$ の性能を持つ翼を得ることが出来た. 迎え角の増加を抑えつつ, 効率的に揚力係数と揚抗比を増加させることが出来たと言える. 図10に設計翼を用いた翼胴形状の設計マッハ数1.7での圧力可視化図と, 各翼の C_l - C_d 線図を示す. 2次元で設計した翼型を用いた3次元複葉翼(3次元逆問題設計における初期形状)と比べて曲線が左に移動しており, 空力性能が改善されていることがわかる. また, 図10よりわかる複葉翼の特筆すべき点として, 厚みをある程度持ちながらも, 巡航に必要な揚力係数の範囲において, 一枚翼の中で最も低い造波抵抗を持つ一枚平板よりも低い抵抗を実現できることが挙げられる. この成果は超音速複葉翼の非常に大きな利点を示していると言える.

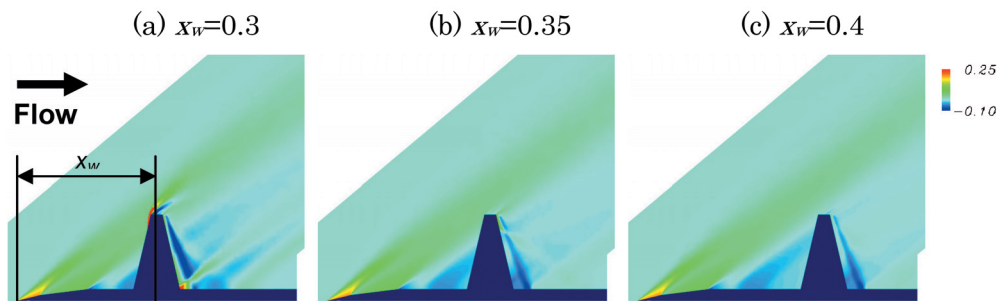


図 8 衝撃波・膨張波の影響領域を示した $x=0$ 断面の圧力可視化図（翼端板有り・上面図）

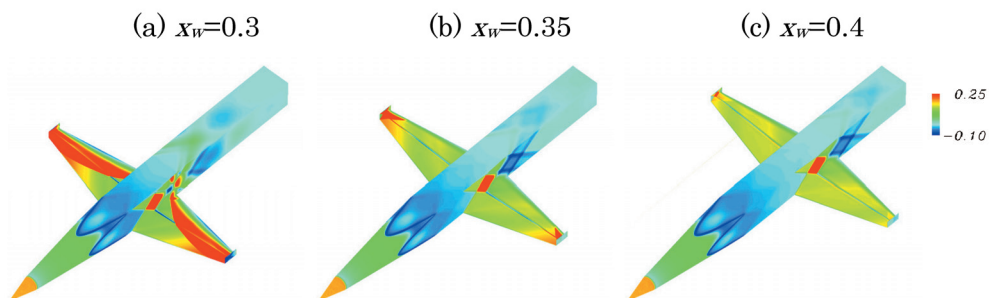


図 9 翼胴形状表面圧力可視化図（翼端板有り・下翼のみ掲載）

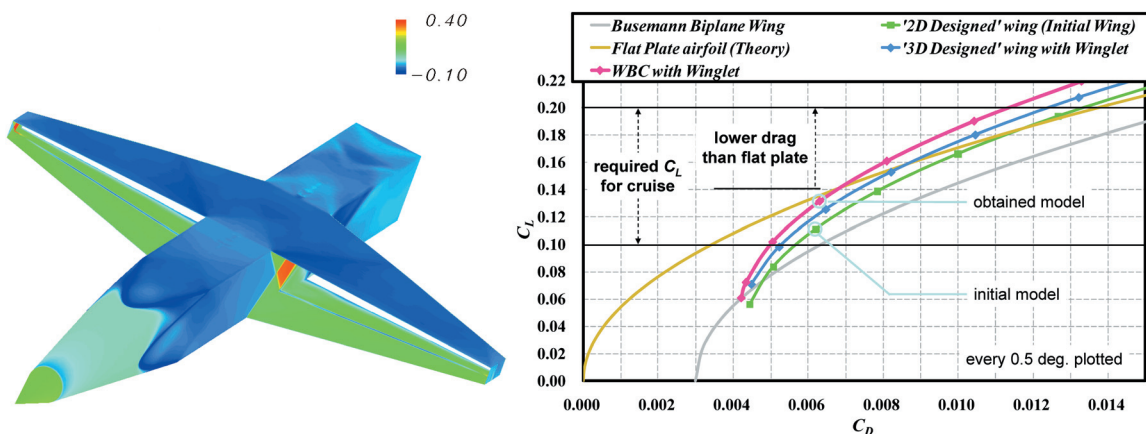


図 10 設計翼を用いた翼胴形状の圧力可視化図と C_L - C_D 線図

4. まとめ

低ブーム・低抵抗を実現する可能性のある Busemann 複葉翼を用い、3次元複葉翼において逆問題設計法と CFD 計算を用いることで、揚力を持つ場合において空力性能の改善を行った。3次元複葉翼のような流れが他要素から大きく影響を受ける場合においても、逆問題設計法は有用であると同時に、より空力性能の良い翼を設計することが出来た。翼胴形状での干渉効果の検証について、衝撃波の影響を受けずに膨張波のみの影響を受ける場合において、複葉翼の空力性能はさらに改善される。最終的に実用形状において、一枚翼の中で最も抵抗の低い厚み零の平板よりも低い抵抗を、巡航に必要な揚力の範囲で実現できることを示した。

謝辞

本研究は、東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータを用いることで実現できた。研究にあたり同センター関係各位に有益なご指導とご協力をいただいたことを記し、謝意を表します。

参考文献

- [1] Liepmann, H. W., and Roshko, A., "*Elements of Gas Dynamics*", John Wiley & Sons, Inc., New York, pp. 107-123, 1957.
- [2] Kusunose, K., Matsushima, K., Goto, Y., Yamashita, H., Yonezawa, M., Maruyama, D. and Nakano, T., "A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft," AIAA Paper 2006-0654, January 2006.
- [3] Kusunose, K., Matsushima, K., Obayashi, S., Furukawa, T., Kuratani, N., Goto, Y., Maruyama, D., Yamashita, H., and Yonezawa, M., "*Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Cutting Edge and Related Topics*," The 21st Century COE Program International COE of Flow Dynamics Lecture Series, Volume 5, Tohoku University Press, Sendai, 2007.
- [4] Nakahashi, K., Ito, Y., and Togashi, F., "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 43, No. 6-7, pp. 769-783, 2003.
- [5] Ito, Y., and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, No. 1, pp. 75-96, 2002.
- [6] Sharov, D., and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 3, pp. 484-486, 1998.
- [7] Ito, Y., and Nakahashi, K., "Unstructured Mesh Generation for Viscous Flow Computations," *Proceedings of the 11th International Meshing Roundtable*, pp. 367-378, 2002.
- [8] Matsushima, K., Maruyama, D., and Matsuzawa, T., "Numerical Modeling for Supersonic Flow Analysis and Inverse Design," *Proceedings of Lectures and Workshop International - Recent Advances in Multidisciplinary Technology and Modeling* ; SS05-2.1, May 2007.
- [9] Maruyama, D., Matsushima, K., Kusunose, K., and Nakahashi, K., "Three-Dimensional Aerodynamic Design of Low-Wave-Drag Supersonic Biplane Using Inverse Problem Method," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No.6, pp. 1906-1918, 2009.
- [10] Maruyama, D., Kusunose, K., and Matsushima, K., "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Supersonic Biplane, Covering its Take-Off to Cruise Conditions," *Shock Waves*, Vol. 18, No.6, pp. 437-450, 2009.
- [11] Licher, R. M., "Optimum Two-Dimensional Multiplanes in Supersonic Flow," Report No. SM-18688, Douglass Aircraft Co., January 1955.
- [12] 小高 雄介, 楠瀬一洋, "超音速複葉翼形状及び翼胴形状の空力特性に関する基礎研究," 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, No. 664, pp. 217-224, 2009.